

Е.П. МИНАКОВ, Б.В. СОКОЛОВ, С.Е. ШАЛДАЕВ  
**ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК И ВАРИАНТОВ  
ПРИМЕНЕНИЯ ОКОЛУННОЙ СИСТЕМЫ ПОРАЖЕНИЯ  
АСТЕРОИДОВ**

---

*Минаков Е.П., Соколов Б.В., Шалдаев С.Е. Исследование характеристик и вариантов применения окололунной системы поражения астероидов.*

**Аннотация.** Представлен анализ современного состояния исследований по проблеме борьбы с астероидной опасностью, который показал необходимость создания многоуровневой системы поражения астероидов. Приведены разработанные авторами математические модели и исследованы характеристики окололунной системы поражения астероидов. Получены оценки пространственно-временных характеристик и вероятностей поражения астероидов в узловых точках для одного космического аппарата-перехватчика (КАП), на основе которых сделаны выводы о потенциальной эффективности создания такой системы и указаны основные направления дальнейших исследований. Предложена оригинальная динамическая модель планирования применения окололунной системы поражения астероидов группировкой КАП. Проанализированы и обоснованы подходы к решению задач моделирования и планирования ее применения, базирующиеся на комбинированном использовании математического аппарата современной теории оптимального управления и исследования операций. Показано, что разработанное к настоящему времени модельно-алгоритмическое обеспечение можно использовать не только для окололунной, но и на других уровнях системы поражения астероидов.

**Ключевые слова:** система поражения астероидов, космический аппарат перехватчик, отделяемая часть, узловая точка, окололунное базирование, модели планирования применения.

---

**1. Введение.** Степень опасности от падения астероидов на поверхность Земли для жизнедеятельности населения нашей планеты и даже его существования различна и оценивается в зависимости от их размеров и вероятности столкновения с ней. Подобное событие с гигантским астероидом, имеющим более 100 километров в диаметре, может произойти 1 раз в несколько сотен миллионов лет и неминуемо приведет к глобальному уничтожению всего живого на Земле и даже разрушению нашей планеты. Точно также астероиды, диаметр которых составляет более 1 километра, грозят человечеству глобальной катастрофой. От удара о Землю они способны выделить энергию в 10 миллионов раз большую, чем при падении сравнительно небольшого Тунгусского метеорита и, судя по геологическим данным, их столкновения в истории нашей планеты происходили примерно 1 раз в 1-10 миллионов лет. Считается также, что удар астероида диаметром примерно в 1 километр о поверхность Земли приводит к выделению энергии в одну тысячу раз больше, чем Тунгусский метеорит. Его падение в районах Земли с большим количеством населения в наше время может привести к гибели от 1 до 10 миллионов человек. При этом примерная частота столкновения нашей планеты с таким астероидом оценивается как 1 раз в 10000 — 100000 лет.

Хочется надеяться, что наши потомки найдут средства и способы борьбы с указанными выше космическими объектами. Но не все так безнадёжно для случаев столкновения Земли с меньшими по размерам астероидами.

Астероиды диаметром менее 1 километра представляют серьёзную угрозу Земле, поскольку их взрывы вблизи населённых пунктов в результате ударной волны и нагрева могут привести к значительным разрушениям, соизмеримым с поражением от атомного взрыва мощностью до 40 мегатонн. Примером таких астероидов является уже упомянутый Тунгусский метеорит. Считается, что даже меньшие астероиды, как например 325-метровый Апофис, способны вызвать почти такие же серьёзные последствия. Количество астероидов таких размеров, движущихся на опасно близком от Земли расстоянии, составляет около 1 миллиона единиц, а прогнозируемая частота их столкновения с нашей планетой — примерно 1 раз в 100-1000 лет. Интересна оценка характеристик упавшего в результате торможения в атмосфере на поверхности Земли небольшого астероида (размер около 19,8 метра в поперечнике при массе 13 000 тонн при входе в плотные слои атмосферы), так называемого «Челябинского метеорита», 15 февраля 2013 года, то есть немногим более, чем через 100 лет после Тунгусского метеорита. Его приближение к Земле оказалось необнаруженным существующей системой контроля космического пространства. Полёт «Челябинского метеорита» в плотных слоях атмосферы сопровождался разрушением на высоте 15-25 километров с распространением ударных волн и высвобождением энергии по оценкам специалистов РАН порядка 100-200 килотонн в тротиловом эквиваленте. В результате падения этого астероида пострадало 1613 человек, были повреждены здания, а общая сумма ущерба составила около 1 миллиарда рублей.

Проделанный анализ показывает, что в настоящее время астероид и может упасть на Землю практически незамеченным. Однако ущерб от его столкновения с Землей настолько велик, что необходимо незамедлительно готовиться к ликвидации реальной угрозы из космоса. В этой связи уже сейчас должны быть развернуты ширококомасштабные научные исследования и создан научно-технический задел по решению задач как обнаружения, так и уничтожения потенциально опасных астероидов. В частности, глубокой научной проработки требуют подходы к формированию состава и структуры системы поражения астероидов, обоснованию тактико-технических и баллистических характеристик соответствующих средств и способов их применения, оцениванию прогнозируемых эффектов.

С целью понижения негативных последствий от поражения астероидов оно должно происходить как можно дальше от поверхности Земли с вероятностью практически равной единице.

Анализ средств, которые могут быть использованы для поражения астероидов, показывает, что наиболее реализуемыми в ближайшей перспективе являются средства наземного базирования.

В настоящее время у нас в стране и за рубежом предлагается ряд проектов защиты Земли от астероидной опасности [1-2]. Известны следующие основные способы устранения столкновений астероидов с Землей [3-6]:

1) воздействие КАП на астероид для отклонения его траектории от попадания на Землю (например, кинетический ударник, гравитационный «тягач» и т.д.);

2) воздействие по астероиду мощными лазерами;

3) использование «солнечного паруса» или тормозящего «облака» для «увода» астероида от Земли;

4) «мягкая посадка» астероида на поверхность Земли с помощью парашютов;

5) разрушение астероида (например, ракетным ударом, бурением на нем скважины и подрывом заложенного в нее мощного заряда, «испарение» астероида мощным взрывом, применением «камнедробильных» аппаратов, перемалывающих астероиды «в пыль» и т.д.).

В работе [5] рассматриваются возможные пути реализации относительно новой идеи использовать астероид в качестве «снаряда» для изменения траектории опасного астероида. Идея состоит в том, чтобы перевести астероид-снаряд на траекторию, пересекающую траекторию астероида мишени в некоторой точке. Для этого, естественно, необходимо снабдить астероид-снаряд двигателем, пристыковав к нему КАП с необходимым запасом топлива, и/или использовать гравитационный маневр, например, в околоземном космическом пространстве.

Проделанный анализ показывает, что указанные способы либо оказывают слабым воздействием на астероид (на уровне погрешностей определения параметров орбиты) и требуют длительного времени для достижения требуемых эффектов, либо имеют плохо предсказуемые последствия (например, при разрушении астероида велика вероятность образования сравнительно мелких осколков, которые тоже будут представлять опасность для жизнедеятельности людей), либо сопряжены как с экологическими, так и с политическими проблемами при их реализации.

Отмеченные недостатки рассмотренных способов устранения столкновений астероидов с Землей делают целесообразным создание

эшелонированной системы борьбы с астероидами, основные варианты построения которых рассмотрены в работах [6-8].

Так в статье [8] рассматривается вариант системы поражения астероидов, состоящей из трех эшелонов.

Первый эшелон этой системы — подсистемы мониторинга астероидов вообще и в особенности опасных для Земли. Работы по созданию такой подсистемы уже ведутся в настоящее время. В дополнение к ним можно предложить и необходимо исследовать ряд перспективных направлений:

1) расширение сети наземных наблюдателей (достаточно отметить, что ~50% всех околоземных астероидов были обнаружены только одной Лабораторией Линкольна [9]);

2) запуск космического аппарата (КА) с телескопом на орбиту вокруг точки либрации L1 системы Солнце – Земля (SE\_L1), который сможет обнаруживать опасные объекты типа «челябинский» астероид, приближающиеся по направлению от Солнца за десятки часов до сближения с Землей [9];

3) реализация идеи создания «космических патрулей» — спутниковых группировок специально для мониторинга астероидов [3, 8];

4) создание глобальной сети оповещения населения об астероидной опасности (достаточно отметить, что до падения астероида в Судане от момента его обнаружения было около 20 часов, но население района об этом так не было предупреждено).

Второй эшелон рассматриваемой системы — подсистема устранения угроз столкновения опасных астероидов с Землей.

Третий эшелон системы — распределенные на различных орбитах КАП астероидов, оснащенных техническими средствами, соответствующими различным способам борьбы с астероидами, дополненные ракетами-перехватчиками, расположенными на поверхности Земли. Варианты размещения ракет-перехватчиков этого эшелона были исследованы и представлены авторами в предыдущей статье [2], в которой впервые были приведены полученные количественные характеристики числа стартовых комплексов моноблочных ракет-перехватчиков и вероятностей поражения ими астероидов, приближающихся к Земле с любого направления. Анализ полученных в этой статье результатов выявил потребность в разработке предложенных и исследовании вариантов размещения КАП астероидов на удаленных от поверхности Земли орбитах.

В соответствии с этим целью предлагаемой статьи является представление новых научных результатов исследования характеристик и вариантов применения КАП, движущихся в окололунном космическом пространстве. Выбранная баллистическая структура размещения КАП объясняется тем, что в случае расположения КАП на поверхности Луны

потребуется их значительное количество. Данный вывод базируется на ранее полученных и представленных в работе [2] результатах. Окололунные траектории движения КАП расширяют «окна» старта КАП за счет использования различных способов фазирования их траектории. В этом случае потребуется значительно меньшее количество КАП по сравнению с вариантом их размещения на поверхности Луны. Для оценивания возможных вариантов применения КАП необходимо, в первую очередь, провести анализ возможных сценариев развертывания соответствующих систем КАП астероидов окололунного базирования, оценить их характеристики. При этом в качестве базового варианта уместно рассмотреть случай, когда на окололунном рубеже поражения астероидов на дежурной орбите развертывается один или несколько КАП, оснащенных ядерными отделяемыми частями (ОЧ) тросового типа [1, 2, 8]. При этом уничтожение астероидов КАП окололунного базирования осуществляется в так называемых узловых точках (УТ) — точках пересечения траекторией движения астероидов плоскости движения КАП и/или ОЧ, задаваемых дальностью от притягивающего центра (центра Луны), углом между направлением на УТ и линией пересечения плоскостей орбит астероида и КАП и временем пролета астероидом плоскости движения КАП. Следует отметить, что предлагаемое авторами перспективное направление исследований, связанное с созданием систем поражения астероидов окололунного базирования и рассматриваемое в данной статье, ориентировано на разработку модельно-алгоритмического обеспечения, позволяющего провести оценивание эффективности возможных способов и технологий уничтожения астероидов КАП. Для этого в статье предлагается оригинальная модель планирования применения окололунной системы поражения астероидов, базирующаяся на математическом аппарате современной теории оптимального управления. К настоящему времени разработаны многочисленные методы, алгоритмы и методики решения задач планирования применения КАП, базирующиеся на математическом аппарате целочисленного программирования, теории расписаний, теории эвристических решений [2, 10-14]. В дополнение к указанным методам и алгоритмам в статье предлагается новый подход к оперативному построению планов применения рассматриваемых КАП, базирующийся на одной из разновидностей реализации принципа максимума Л.С. Понтрягина — методе локальных сечений [15]. В этом случае исходная нестационарная задача теории расписаний большой размерности, в рамках которой описываются различные варианты применения системы КАП, сводится к двухточечной (либо многоточечной) краевой задаче, для решения которой в свое время был разработан комбинированный алгоритм, основанный на вычислительных схемах метода последовательных приближений Крылова-Чернуосько и метода ветвей и границ [14, 16].

**2. Модель исследования пространственно-временных характеристик применения одиночного КАП системы поражения астероидов окололунного базирования.** Пусть исследуемая система поражения астероидов окололунного базирования в своем базовом варианте состоит из одного КАП с ОЧ, развертываемого на окололунных дежурных орбитах [2] в плоскости, перпендикулярной радиусу Земля — Луны (рисунок 1).

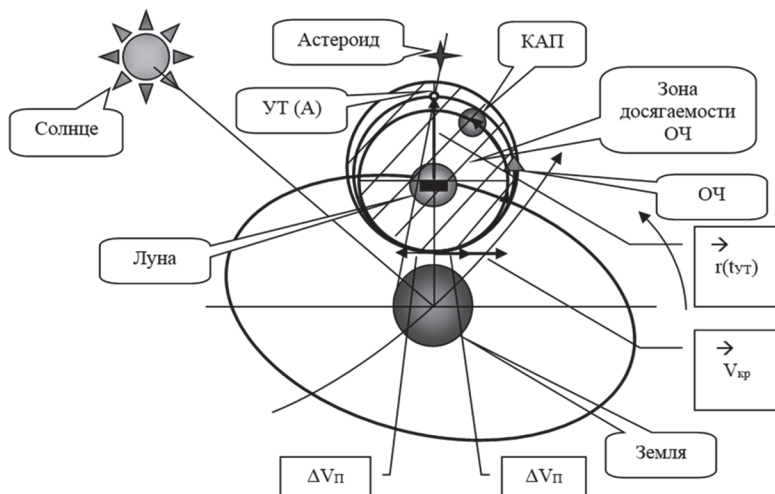


Рис. 1. Зона досягаемости ОЧ КАП окололунного базирования

При разработке математических моделей для исследования пространственно-временных характеристик применения одиночного КАП системы поражения астероидов окололунного базирования были приняты следующие допущения:

- 1) окололунная дежурная орбита КАП — круговая;
- 2) модель Луны — сфера с равномерным распределением масс;
- 3) задействие ОЧ происходит мгновенно в момент пролета астероидом УТ;
- 4) плоскость орбиты ОЧ совпадает с плоскостью орбиты КАП;
- 5) поражение астероида достигается в ходе двухимпульсного маневра ОЧ, когда первый импульс —  $\Delta V_{кр / \phi}$  прикладывается на дежурной орбите КАП с целью перевода ОЧ на фазирующую орбиту в точке развернутой на  $180^0$  по отношению к УТ, второй импульс —  $\Delta V_{\phi / УТ}$  прикладывается на фазирующей орбите ОЧ с целью перевода ОЧ на орбиту поражения астероида в той же точке (рисунок 2);

б) сообщаемые ОЧ импульсы скорости —  $\Delta V_{кр/\phi}$  и  $\Delta V_{\phi/UT}$  направлены по касательным к дежурной орбите КАП и к фазирующей орбите соответственно и не превосходит запаса характеристической скорости, отводимой на доставку ОЧ с КАП к астероиду:  $\Delta V_{кр/\phi} - \Delta V_{\phi/UT} \leq \Delta V_3$ ;

7) перехват астероида осуществляется только в апогее — А или перигее — П орбиты ОЧ.

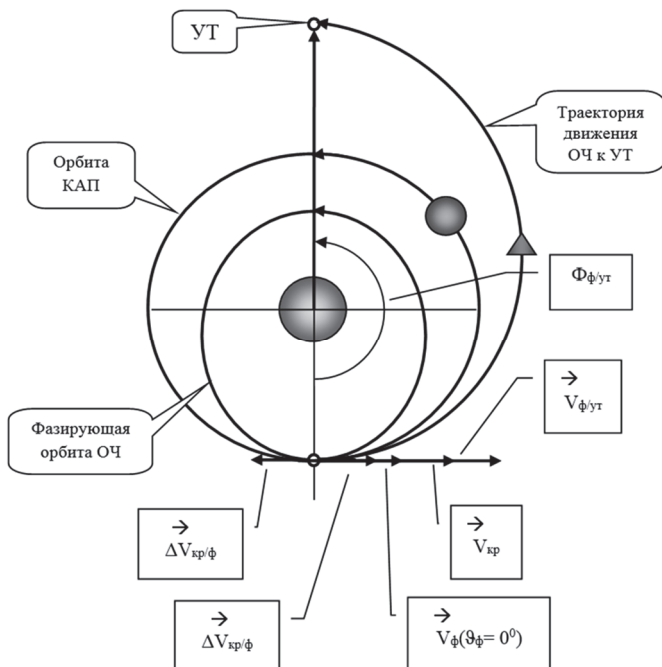


Рис. 2. Схема окололунного маневрирования ОЧ

Указанные допущения позволили авторам на основе кеплеровской теории движения КА и импульсной теории маневров КА впервые разработать модель оценивания пространственного размаха области досягаемости ОЧ КАП с дежурной круговой окололунной орбиты, включающую в себя следующие этапы:

1) вычисление круговой скорости КАП:

$$V_{кр} = \sqrt{K_{лунны} / (R_{лунны} + H_{кр})},$$

где  $K_{\text{луны}} = 4890 \text{ км}^3 / \text{с}^2$  — гравитационная постоянная Луны;  $R_{\text{луны}} = 1738,14 \text{ км}$  — средний радиус Луны;  $H_{\text{кр}}$  — высота круговой орбиты КАП на поверхности Луны;

2) расчет скорости ОЧ в точке отделения от КАП при приложении импульса по направлению его движения:

$$V_+ = V_{\text{кр}} + \Delta V_{\text{кр}/\phi};$$

3) определение радиуса апогея орбиты ОЧ, являющегося радиусом верхней границы области досягаемости ОЧ КАП (при расчете  $r_A$  полагаем, что весь запас характеристической скорости ОЧ расходуется на ее движение к указанной границе:  $\Delta V_{\text{кр}/\phi} = \Delta V_3$ ):

$$r_A = (R_{\text{луны}} + H_{\text{кр}}) / (2K_{\text{луны}} / ((R_{\text{луны}} + H_{\text{кр}})V_+^2) - 1);$$

4) расчет скорости ОЧ в точке отделения от КАП при приложении импульса в сторону, противоположную направлению его движения:

$$V_- = V_{\text{кр}} - \Delta V_{\text{кр}/\phi};$$

5) определение радиуса перигея орбиты ОЧ, являющегося радиусом нижней границы области досягаемости ОЧ КАП (при расчете  $r_{II}$  полагаем, что весь запас характеристической скорости ОЧ расходуется на ее движение к указанной границе:  $\Delta V_{\text{кр}/\phi} = \Delta V_3$ ):

$$r_{II} = (R_{\text{луны}} + H_{\text{кр}}) / (2K_{\text{луны}} / ((R_{\text{луны}} + H_{\text{кр}})V_-^2) - 1);$$

б) оценивание пригодности околослунного рубежа по критерию пригодности:

$$r_{II} \leq R_{\text{луны}}.$$

В случае удовлетворения указанного критерия при принятых допущениях условия поражения астероида ОЧ имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} r_{yT} \leq r_A \\ \left| \vec{r}_{yT} - \vec{r}(t_{yT}) \right| \leq R_{Oч} \end{array} \right\},$$

где  $\vec{r}_{yT}$  — радиус-вектор УТ астероида в плоскости орбиты КАП;  $t_{yT}$  — время пересечения траекторией астероида плоскости орбиты КАП (время



УТ);  $\vec{r}(t_T)$  — радиус-вектор центра масс ОЧ в момент времени  $t_{УТ}$  (рисунок 2);  $R_{ОЧ}$  — радиус зоны захвата астероидов ОЧ ( $R_{ОЧ} \geq r_{отн}$ ).

Временные характеристики применения одиночного КАП системы поражения астероидов окололунного базирования включают в себя время прибытия ОЧ в УТ, время движения ОЧ на фазирующей орбите и время перелета ОЧ с фазирующей орбиты в УТ.

Баланс времени, обеспечивающий одновременное прибытие в УТ астероида и ОЧ, имеет вид:

$$\Delta t_{\phi/УТ} + \Delta t_{\phi} = t_0 - t_{УТ},$$

где  $t_0$  — момент времени начала применения ОЧ (момент времени ее перехода на фазирующую орбиту, момент времени начала маневрирования ОЧ);  $\Delta t_{\phi}$  — время движения ОЧ на фазирующей орбите;  $\Delta t_{\phi/УТ}$  — время перелета ОЧ с фазирующей орбиты в УТ.

Время движения ОЧ на фазирующей орбите определяется выражением:

$$\Delta t_{\phi} = n T_{\phi},$$

где  $T_{\phi} = 2\pi\sqrt{a_{\phi}^3 K_{лунны}}$  — период обращения ОЧ на фазирующей орбите;  $a_{\phi}$  — большая полуось фазирующей орбиты ОЧ;  $n$  — число полных периодов обращения ОЧ на фазирующей орбите.

Время перелета ОЧ с фазирующей орбиты в УТ может быть вычислено по формуле:

$$\Delta t_{\phi/УТ} = \pi\sqrt{a_{\phi/УТ}^3 K_{лунны}},$$

где  $a_{\phi/УТ} = ((R_{лунны} + H_{кр}) + r_{УТ}) / 2$  — большая полуось переходной орбиты ОЧ.

Значение  $a_{\phi}$  позволяет, в свою очередь, оценить потребное значение изменения характеристической скорости —  $\Delta V$  в точке маневрирования, когда истинная аномалия ОЧ на фазирующей орбите —  $\vartheta_{\phi} = 0^{\circ}$ :

$$\Delta V_{кр/\phi} = |V_{кр} - V_{\phi}(\vartheta_{\phi} = 0^{\circ})|,$$

где  $V_{\phi}(\vartheta_{\phi} = 0^{\circ}) = \sqrt{K_{лунны} (2 / (R_{лунны} + H_{кр}) - 1 / a_{\phi})}$ .

С использованием этой зависимости можно сформулировать критерий пригодности фазирующей орбиты: если  $\Delta V_{кр/\phi} \leq \Delta V_{\phi}$ , где

$\Delta V_\phi$  — запас характеристической скорости ОЧ (КАП), отводимый на фазирование ОЧ.

**3. Модель оценивания эффективности поражения астероида одиночным КАП на окололунном рубеже.** В ходе проведенных исследований впервые был оценен минимальный широтный слой на поверхности Земли, «прикрываемый» окололунным рубежом, к северу и югу от экватора определяется углом, рассчитываемым по следующей формуле (рисунок 3):

$$\Psi_{\min} = \alpha - i_{\text{луны}},$$

где  $i_{\text{луны}} = 5^\circ$  — наклонение Луны к плоскости экватора Земли;  $\alpha$  — угловой размер области досягаемости ОЧ из центра Земли, определяемый по формуле:

$$\operatorname{tg} \alpha = r_A / r_{\text{луны}}.$$

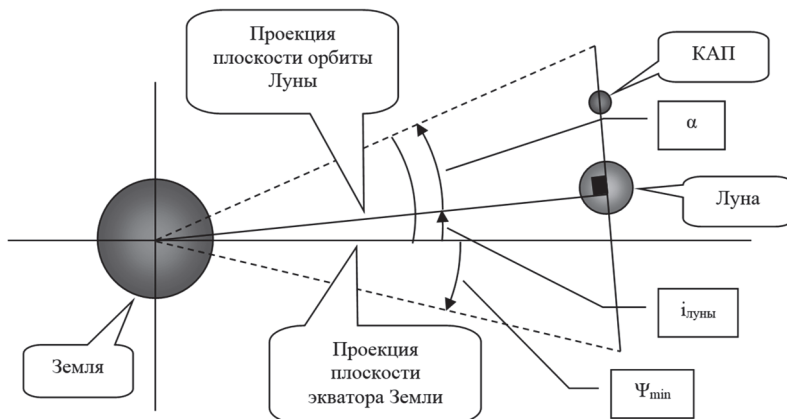


Рис. 3. Угловые элементы системы Земля–Луна–КАП

Особенностью предлагаемого подхода является тот факт, что если астероид обнаружен на расстоянии —  $D \geq V_a T_l$  от центра Луны, где  $V_a$  — скорость движения астероида,  $T_l$  — период обращения Луны, а вероятность выполнения цикла применения по нему ОЧ равна 1, то вероятность поражения астероида на окололунном рубеже будет максимальной, удовлетворяющей неравенству:

$$P_{yl} \geq P_{yl \min} = S_{\Psi \max} / S,$$

где  $S_{\Psi_{\max}}$  — площадь поверхности Земли в пределах  $\pm\Psi_{\max}$  ;  
 $S$  — площадь поверхности Земли.

При сделанных в пункте 2 допущениях:

$$S_{\Psi_{\max}} = (2\pi - 2\gamma_{\min})(S - 2S_c) / (2\pi),$$

где  $S_c = 2\pi R_3 h$  — площадь сферической модели Земли, находящая вне пределов широты  $\pm\Psi_{\min}$  ;  $h = R_3 - R_3 \sin \Psi_{\min}$  ;  $S = 4\pi R_3^2$  ;  $2\gamma_{\min} = 2\alpha$  — минимально возможное угловое расстояние между положениями Луны, обеспечивающее уничтожение астероида (рисунок 4).

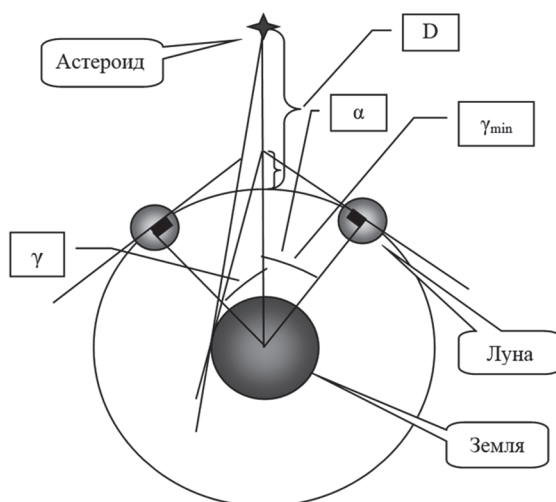


Рис. 4. Углы  $\gamma$  и  $\gamma_{\min}$  при движении Луны вокруг Земли

На рисунке 4 через  $\gamma$  обозначен угол, обеспечивающий поражение астероида, когда он обнаружен на расстоянии  $D$  от орбиты Луны независимо от направления его движения. Из рисунка 4 видно, что  $D_{\min} = r^* - r_{\text{луны}}$ , где  $r^* = r_{\text{луны}} / \cos \gamma_{\min}$ .

**4. Результаты оценивания пространственно-временных характеристик и эффективности применения одиночного КАП системы поражения астероидов окололунного базирования.** В ходе проведения вычислительных экспериментов впервые были получены результаты оценивания  $D_{\min}$  и  $P_{y/l \min}$  при соответствующих исходных данных, которые представлены в таблице 1. Помимо этого в расчетах

принималось, сидерический период обращения Луны вокруг Земли —  $T_{\text{луны}} = 27^{\text{CVT}} 07^{\text{U}} 43^{\text{M}}$ , круговая скорость —  $V_{\text{луны}} = 1,68 \text{ км/с}$ ,  $r_{\text{луны}} = 384400 \text{ км}$ .

Таблица 1. Результаты оценивания  $D_{\text{min}}$  и  $P_{yI \text{ min}}$

$\Psi_{\text{min}}$ град	$s$ , км <sup>2</sup>	$h$ , км	$S_c$ , км <sup>2</sup>	$\gamma_{\text{min}}$ , град	$S_{\psi \text{ max}}$ , км <sup>2</sup>	$D_{\text{min}}$ , км	$P_{yI \text{ min}}^n$
39,48144	509805891	1529,607	61199375	44,48144	291671425	154161,60	572123

Если астероид обнаружен на расстоянии  $r_{\text{луны}} < D < V_a T_{\text{л}}$  от центра Луны, то время его движения до орбиты Луны составит примерно  $t_D = D/V_a$ . Тогда  $P_{yI}^* = T_{\text{луны}} / (T_{\text{луны}} - t_D)$ , что позволяет получить новый научный результат — зависимость вероятности поражения астероида  $P_{yI}^*$  от  $D$  приведена в таблице 2.

Таблица 2. Зависимость вероятности  $P_{yI}^*$  от  $D$

$D$ , км	$t_D$ , сек	$P_{yI}^*$
15000000	750000	0,836693
14000000	700000	0,8116699
13000000	650000	0,7881001
12000000	600000	0,7658606
11000000	550000	0,7448417
10000000	500000	0,7249458
9000000	450000	0,7060851
8000000	400000	0,6881809
7000000	350000	0,6711623
6000000	300000	0,654965
5000000	250000	0,6395312
4000000	200000	0,6248079
3000000	150000	0,6107474
2000000	100000	0,5973057
1000000	50000	0,5844429
0	0	0,5721225

Соответствующий график представлен на рисунке 5.

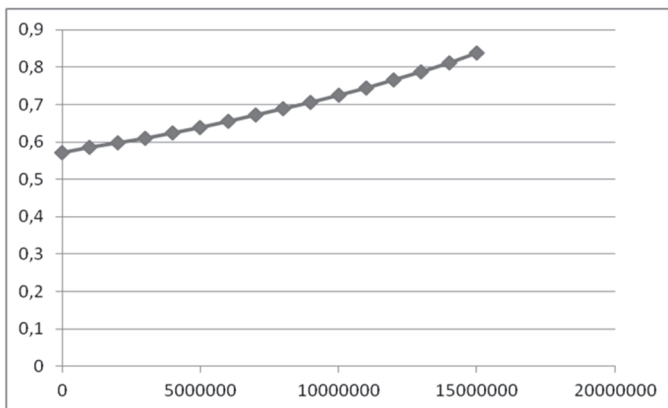


Рис. 5. График зависимости  $P_{y,l}^*$  от  $D$

### 5. Динамическая модель планирования применения системы КАП окололунного базирования.

В основу построения данной модели положены результаты, представленные в предыдущих разделах данной статьи, в соответствии с которыми считается, что пространственные характеристики дежурных орбит КАП в плоскости, перпендикулярной радиусу Земли — Луны определены. Они позволяют рассмотреть самый общий случай ликвидации астероидной опасности, когда в сторону Земли летят несколько астероидов (или их осколков, образовавшихся в результате подрыва основного астероида на дальних подступах к Земле) и для их уничтожения используется несколько КАП, располагаемых на окололунных орбитах. Исходя из предложенных в предыдущих разделах статьи баллистических схем перехвата астероида КАП окололунного базирования, полагается, что для каждого КАП известно соответствующее множество возможных траекторий перехвата. При построении модели планирования применения системы КАП окололунного базирования, предназначенной для перехвата астероидов на дальних рубежах подлета к Земле, будем использовать ранее предложенную в работах [10-11] динамическую интерпретацию процессов выполнения целевых и технологических операций для различных предметных областей. Для этого введем в рассмотрение целевую операцию  $D_{\rho}^{ij}$  ( $i = 1, \dots, n$ ;  $j = 1, \dots, m$ ), связанную с перемещением КАП  $B_j$  в зону взаимодействия (ЗВ) с астероидом-целью (АЦ)  $A_i$ , которая (исходя из особенностей применяемых активных либо пассивных средств воздействия на астероид) формируется в узловой точке, образуемой при пересечении траектории движения АЦ с

плоскостью орбиты соответствующего КАП. При моделировании процесса перехвата астероида КАП весьма существенным параметром указанной операции является время (длительность) перемещения ( $t_{\rho}^{ij}$ ) КАП. Наряду с  $t_{\rho}^{ij}$  рассматриваемая операция  $D_{\rho}^{ij}$  характеризуется параметрами относительного движения КАП (относительной дальностью  $l_{ij}^{omni}$ , относительной скоростью и ускорением  $\dot{l}_{ij}^{omni}$ ,  $\ddot{l}_{ij}^{omni}$ , затратами ресурсов КАП на перемещение и т.п.). На рисунке 6 изображен график зависимости, связывающий длительность перемещения КАП  $B_j$  (из некоторого фиксированного начального положения в ЗВ АЦ  $A_i$ ) с временем начала выполнения целевой операции  $D_{\rho}^{ij}$ . На рисунке 7 изображен график зависимости, связывающей относительную скорость перемещения КАП и АЦ в ЗВ с временем начала выполнения целевой операции  $D_{\rho}^{ij}$ . Будем предполагать, что для рассматриваемых целевых операций заданы аналогичные зависимости, связывающие конечные значения параметров операций  $x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)}(t)$  с временем начала выполнения указанных операций с учетом условий неразрывности их проведения, ( $x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)}(t)$  — конкретное значение параметра  $\theta = 1, \dots, \bar{\theta}$  в момент окончания выполнения операции  $D_{\rho}^{ij}$  на фиксированном этапе технологического цикла управления КАП  $\delta = 1, \dots, \Delta_i$ ).

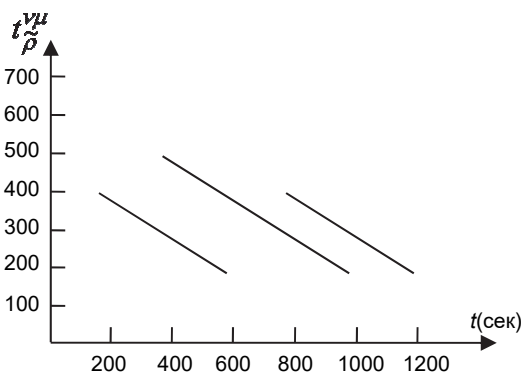


Рис. 6. График зависимости, связывающий длительность перемещения КАП с временем начала выполнения целевой операции

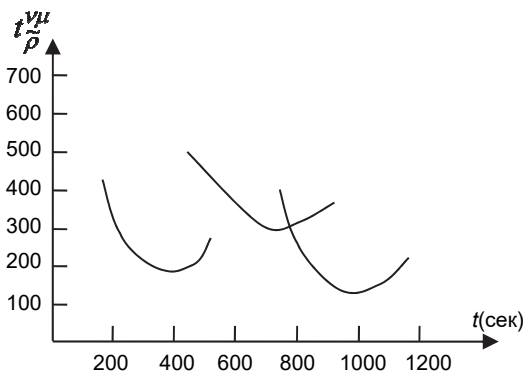


Рис. 7. График зависимости, связывающей относительную скорость перемещения КАП с временем начала выполнения целевой операции

Указанные зависимости можно рассчитать заранее на аналитических и имитационных моделях, решая, например, с заданным шагом во времени соответствующие задачи Эйлера-Ламберта, либо получать их в ходе процесса планирования, обращаясь в каждый момент времени к данным моделям. При этом необходимо отметить, что рассматриваемые зависимости  $x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t)$  имеют периодический характер, связанный с цикличностью процессов управления и движения соответствующих КАП ( $\delta = 1, \dots, \Delta_i$ ).

С учетом вышеизложенного модель планирования применения КАП околорунного базирования (модель —  $M_O$ ) можно задать в следующем виде:

$$\dot{x}_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t) = b_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t)\omega_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t), \quad (1)$$

$$\dot{x}_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t) = \sum_{j=1}^{m_\gamma} \sum_{\lambda=1}^{ij} \varepsilon_{ij}(t)u_{i\rho j\lambda}^{(o)1}, \quad (2)$$

$$\omega_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1} \cdot x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)2} = 0, \quad \omega_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t), u_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)2}(t) \in \{0, 1\}, \quad (3)$$

где  $x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t)$  — переменная, значение которой в момент времени  $t$  численно равно значению параметра  $\theta$  в момент окончания проведения операции  $D_{i\rho}^{ij}$  на фиксированном этапе реализации технологического

цикла управления (ТЦУ) КАП с номером  $\delta$  при условии, что  $D_{\rho}^{ij}$  началась в момент  $t$ ;  $x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)2}(t)$  — вспомогательная переменная, численно равная времени, которое прошло с момента начала операции  $D_{\rho}^{ij}$ ;  $u_{i\rho j\lambda}^{(o)1}$  — управляющее воздействие, принимающее значение 1, если принято решение начать выполнение операции  $D_{\rho}^{ij}$  (перехват), 0 — в противном случае;  $\lambda$  — номер конкретного средства воздействия на КАП, выбранного для уничтожения астероида  $A_i$ ;  $\omega_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t)$  — вспомогательное управляющее воздействие, принимающее значение, равное 1, если операция  $D_{\rho}^{ij}$  еще не началась, 0 — в противном случае;  $b_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}$  — известная функция времени, с помощью которой при решении дифференциального уравнения (1) задается зависимость, связывающая конечные значения параметров операций  $x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t)$  с временем начала их выполнения при соблюдении условий неразрывности проведения операций [10].

Краевые условия для уравнений (1), (2) могут быть заданы в виде следующих двух вариантов: как в виде варианта К1, так и К2.

Вариант К1:

$$t=t_0 \quad x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t_0) = x_{i\rho\theta\delta_0}^{(\theta)1}; x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)2}(t_0) = 0, \quad (4)$$

$$t=t_1 \quad x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t_1) \in \mathfrak{R}^1; x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)2}(t_1) = \mathfrak{R}^1, \quad (5)$$

$$\mathfrak{R}^1 = [0, +\infty).$$

Вариант К2:

$$t=t_0 \quad x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t_0) = x_{i\rho\theta\delta_0}^{(\theta)1}; x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)2}(t_0) = 0, \quad (6)$$

$$t=t_1 \quad x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}(t_1) \in a_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}; x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)2}(t_1) = \mathfrak{R}^1. \quad (7)$$

где  $x_{i\rho\theta\delta_0}^{(\theta)1}$  и  $a_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1}$  — заданные величины, определяемые исходя из требуемых условий при взаимодействии средств перехвата КАП  $\lambda = 1, \dots, i_j$ , направляемых на соответствующий астероид  $A_i$ .



Целевые функции, оценивающие качество планирования применения КАП (или по-другому — качество программного управления параметрами целевых операций), имеют следующий вид:

$$J_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)} = \sum_{\delta=1}^{\Delta_i} (x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1} - a_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)1})^2 \Big|_{t=t_f}. \quad (8)$$

Данный показатель позволяет оценить полноту выполнения целевых операций, связанных с перехватом астероидов. Данный показатель минимизируется. В наилучшем случае данный показатель должен принимать значение 0 (все АС перехвачены).

В том случае, когда рассматриваются операции, связанные с перемещением КАП в ЗВ АЦ, и в качестве одного из параметров указанной операции выбирается время, затрачиваемое на переход КАП в ЗВ —  $t_{\rho}^{V\mu}$ , то наряду с уравнениями (1), (2) можно ввести следующие дополнительные соотношения вида:

$$\dot{x}_{i\rho\tilde{\theta}\delta}^{(\theta)3} = \frac{1}{x_{i\rho\tilde{\theta}\delta}^{(\theta)1}} \sum_{j=1}^{m_i} \sum_{\lambda=1}^{i_\mu} u_{i\rho j\lambda}^{(o)1}, \quad (9)$$

$$\left( x_{i\rho\tilde{\theta}\delta}^{(\theta)1}(t_f) - x_{i\rho\tilde{\theta}\delta}^{(\theta)2} \right) z_{i\rho j\lambda}^{(o)1}(t_f) = 0, \quad (10)$$

где  $x_{i\rho\tilde{\theta}\delta}^{(\theta)3}$  — вспомогательная переменная, значение которой в момент окончания выполнения операции  $D_{\rho}^{ij}$  равно 1, а параметром  $\tilde{\theta}$  в данном случае является  $t_{\rho}^{ij}$ . Соотношения (10) в рассматриваемой ситуации задают ограничения на неразрывность выполнения операций  $D_{\rho}^{ij}$  [10, 12, 13].

Если цель функционирования КАП состоит в оптимизации процесса перемещения КАП относительно ЗВ АЦ, то, используя вспомогательную переменную  $x_{i\rho\tilde{\theta}\delta}^{(\theta)3}$ , можно задать несколько вариантов показателей качества планирования процесса применения АПО. Среди них можно выделить следующие показатели:

$$J_2^{(\theta)} = \int_{t_0}^{t_f} d\tau, \text{ при ограничении } \sum_{i,\rho,\tilde{\theta},\delta} x_{i\rho\tilde{\theta}\delta}^{(\theta)3}(t_f) = \tilde{K}, \quad (11)$$

$$J_3^{(\theta)} = \sum_{i, \rho, \theta, \delta} x_{i\rho\theta\delta}^{(\theta)3}(t_f) = \tilde{K}, \quad (12)$$

где  $\tilde{K}$  — заданное число АЦ, с которыми необходимо осуществить взаимодействие на интервале планирования  $\sigma = (t_o, t_f)$ . Целевая функция (11) позволяет оценивать время, за которое будет осуществлено взаимодействие с заданным числом объектов  $A_\nu$  ( $\nu = 1, \dots, n_1$ ). Данный показатель в теории оптимального управления называют показателем максимального быстродействия [15]. Показатель качества (12) количественно оценивает число перехваченных АЦ.

Результаты ранее выполненных исследований показывают, что с помощью метода локальных сечений рассматриваемая задача неклассического вариационного исчисления (1)-(12) сводится к двухточечной (многоточечной) краевой задаче [10, 15, 17]. При этом распределение ресурсов КАП в каждый момент времени осуществляется с учетом величины «динамического» приоритета каждой планируемой целевой операции (операции, связанной с перехватом конкретного АЦ). В состав данного «динамического» приоритета наряду с сопряженными переменными, с помощью которых учитываются логические взаимосвязи между операциями, входят сопряженные переменные, с помощью которых учитываются требования неразрывного выполнения работ, равномерного использования ресурсов КАП. Кроме того, при вычислении приоритета учитывается текущее значение целевой функции. Данный подход позволяет, в отличие от работ [30, 36, 37], при поиске оптимального расписания одновременно учитывать как ресурсные, так и логические ограничения, связанные с процессом планирования и управления перехватом КАП астероидов.

Предварительные исследования показали, что основная трудность решения рассматриваемой двухточечной краевой задачи состоит в том, что в процессе итерационного поиска оптимального плана применения КАП с использованием принципа максимума Л.С. Понтрягина возможны прерывания целевых операции, которые нужно устранять алгоритмически. Существует несколько эвристических правил разрешения конфликтных ситуаций, связанных с ликвидацией разрывов при выполнении работ [11-13]. Применительно к рассматриваемой задаче планирования перехвата астероидов группировкой КАП целесообразно для ее решения использовать ранее разработанный алгоритм устранения разрывов, в основу которого положена идея комбинированного использования метода ветвей и границ и метода последовательных приближений (МПП) Крылова — Черноусько [16]. В этом случае наряду с основной задачей планирования рассматривается релаксированная задача

планирования, в которой сняты ограничения, связанные с требованиями неразрывного выполнения операций перехвата. В ряде выполненных к настоящему моменту времени проектов, результаты которых представлены на сайте <http://litsam.ru> показано, что в этом случае, используя метод локальных сечений, удастся в явном виде получить динамические множители Лагранжа, с помощью которых указанные ограничения учитываются в моделях планирования применения КАП. Кроме того, в рамках предложенного варианта формализации процессов планирования применения КАП можно перейти от исходного класса допустимых управлений к расширенному классу, в котором условия релейности управляющих воздействий заменены на интервальные ограничения. Однако, несмотря на это, из-за линейности дифференциальных уравнений и выпуклости области допустимых управлений сами управляющие воздействия принимают булевы значения. Говоря о практической стороне реализации рассматриваемого модельно-алгоритмического обеспечения, необходимо учитывать особенности технологии управления КАП, которые, в первую очередь, будут определяться составом и структурой его бортовых систем. В работе [10] показано, как, используя предложенный класс логико-динамических моделей, можно непосредственно связать технологию управления целевыми и обеспечивающими операциями при реализации соответствующих программ управления различными классами активных подвижных объектов (в нашем случае КАП) в динамически изменяющейся обстановке. Разработанный язык логико-динамического описания процесса применения группировки КАП позволяет с единых позиций и на одной программно-информационной платформе решать как задачи комплексного моделирования применения КАП, так и задачи планирования и управления реализацией соответствующих планов применения КАП.

Основная особенность предлагаемой модели состоит в том, что при динамической интерпретации нестационарного процесса выполнения целевых операций существенно сокращается размерность задачи планирования применения группировки КАП, которая решается в каждый момент времени. Данная размерность определяется только числом независимых путей в заданном сетевом графике комплекса планируемых операций. При этом степень связности рассматриваемого алгоритма (оцениваемая объемом информации, необходимой для запоминания при переходе от одного шага алгоритма к другому), является минимальной, так как для возобновления счета на ЭВМ при его прерывании нужно в данном случае запомнить только значения компонент векторов состояний основной и сопряженной систем дифференциальных уравне-

ний. Зная указанные величины, можно продолжить интегрирование указанных уравнений, описывающих процесс выполнения комплекса работ, и собственно распределение (планирование) ресурсов КАП. Кроме того, разработанная динамическая модель и алгоритм позволяют при поиске оптимального плана учитывать одновременно как ресурсные, так и логические ограничения, в том числе и связанные с недопустимостью прерываний работ.

**6. Заключение.** Приведенные в статье новые научные результаты позволяют сделать вывод о том, что размещение одного КАП на окололунном рубеже предоставляет возможность, во-первых, поражать астероиды на большом расстоянии ( $\approx 384400$  км) от Земли; во-вторых, обеспечивать с высокой вероятностью  $P_{yI} \approx 1$  поражение астероидов, движущихся в плоскостях близких к плоскости экватора (плоскости орбиты) Земли ( $-39^\circ < \psi < 39^\circ$ ). В тоже время предлагаемая система с недостаточно высокой вероятностью  $P_{yI} \approx 0,57$  поражает астероиды, движущиеся по направлению к Земле, с любого другого направления.

Полученные оценки могут быть улучшены путем развертывания на окололунных траекториях уже орбитальной системы, состоящей из нескольких КАП, что требует соответствующих исследований с применением представленного в статье инструментария, который, в свою очередь, предполагает определенное уточнение разработанных моделей. В связи с этим предложена оригинальная динамическая модель планирования применения окололунной системы поражения астероидов группировкой КАП, проанализированы и обоснованы подходы к решению задач моделирования и планирования применения данной группировки, базирующиеся на комбинированном использовании математического аппарата современной теории оптимального управления и исследования операций. Проведенный анализ также показал, что разработанное к настоящему времени модельно-алгоритмическое обеспечение можно использовать не только для окололунной, но и на других уровнях предлагаемой системы защиты Земли от астероидов.

Представленный в статье анализ современного состояния исследований проблем борьбы с астероидной опасностью показал, необходимость создания многоуровневой системы поражения астероидов. Данное обстоятельство связано с основным недостатком предложенной окололунной системы поражения астероидов, которая может обеспечить защиту Земли только с приэкваториальных направлений движения астероидов. Это указывает на необходимость исследования путей борьбы с астероидной опасностью с использованием как КАП, движу-

щихся в околоземном космическом пространстве, так и системы наземного базирования [3], что обеспечит в целом условия существенного уменьшения вероятности падения на Землю астероидов, движущихся к ней с любых направлений.

## Литература

1. *Zaitsev A.V.* Preventing catastrophic impact // Room, The Space Journal. 2014.
2. *Минаков Е.П., Соколов Б.В.* Исследование характеристик размещения и применения моноблочных стационарных средств поражения астероидов наземного базирования // Труды СПИИРАН. 2016. Вып. 5(48). С. 182–197.
3. *Башаков А.А., Питьев Н.П., Соколов Л.Л.* Особенности движения астероида 99942 Апофис // Астрономический вестник. 2008. Том 42. № 1. С. 20–29.
4. Угрозы из космоса // Популярная Механика. 2010. № 9(95). С. 31–46.
5. *Назирова Р.Р., Эйсмонт Н.А.* Гравитационные маневры как способ направить малые астероиды на траекторию встречи с опасными околоземными объектами // Космические исследования 2010. Т. 48. № 5. С. 1–6.
6. *Седых Р.* Угрозы из космоса растут // Военное обозрение. 2013. URL: <http://vpk-news.ru/> (дата обращения: 21.06.2017).
7. *Коллин К.К.* Глобальные угрозы развитию цивилизации в XXI веке // Стратегические приоритеты. 2014. №1. С. 12–17.
8. *Бакланов О. и др.* От астероидно-космической опасности Землю защитит «Цитадель» // Воздушно-космическая сфера. 2017. № 1. С. 90–95.
9. *Billings L.* Words matter: A call for responsible communication about asteroid impact hazards and plans for planetary defense // Space Policy. 2015. vol. 33. pp. 8–12.
10. *Kalinin V.N., Sokolov B.V.* A dynamic model and an optimal scheduling algorithm for activities with bans of interrupts // Automation and Remote Control. 1987. vol. 48(1–2). pp. 88–94.
11. *Božek A., Wycsocki M.* Flexible Job Shop with Continuous Material Flow // International Journal of Production Research. 2015. vol. 53(4). pp. 1273–1290.
12. *Dolgui A., Kovalev S.* Min-Max and Min-Max Regret Approaches to Minimum Cost Tools Selection, 4OR: A Quarterly // Journal of Operations Research. 2012. vol. 10(2). pp. 181–192.
13. *Dolgui A., Kovalev S.* Scenario Based Robust Line Balancing: Computational Complexity // Discrete Applied Mathematics. 2012. vol. 160(13–14). pp. 1955–1963.
14. Корбут А.А., Финкельштейн Ю.Ю. Дискретное программирование // М.: Наука. 1969. 368 с.
15. *Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф.* Математическая теория оптимальных процессов // М.: Наука. 1983. 392 с.
16. *Krylov I.A., Chernousko F.L.* An algorithm for the method of successive approximations in optimal control problems // Zh. Vychisl. Mat. Mat. Fiz. 1972. vol. 12(1). pp. 15–38.
17. *Ye H., Liu R.* A multiphase optimal control method for multi-train control and scheduling on railway lines // Transportation Research Part B: Methodological. 2016. vol. 93. pp. 377–393.
18. *Wang X., Disney S.M., Wang J.* Stability analysis of constrained inventory systems with transportation delay // European Journal of Operational Research. 2012. vol. 223(1). pp. 86–95.

**Минаков Евгений Петрович** — д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры оценивания эффективности, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского (ВКА им. А.Ф. Можайского). Область научных интересов: системный анализ, баллистическое обеспечение полетов космических аппаратов, эффективность применения космических комплексов и систем. Число научных публикаций — 200. [er.minakov12345@mail.ru](mailto:er.minakov12345@mail.ru); ул. Ждановская, 13, Санкт-Петербург, 197198; р.т.: +7(812)552-6341.

**Соколов Борис Владимирович** — д-р техн. наук, профессор, Заслуженный деятель науки РФ, заместитель директора по научной работе, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Санкт-Петербургского института информатики и автоматизации Российской академии наук (СПИИРАН), профессор, ФГАОУ ВО "Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики" (Университет ИТМО). Область научных интересов: разработка научных основ теории управления структурной динамикой сложных организационно-технических систем. Число научных публикаций — 560. [sokol@ias.spb.su](mailto:sokol@ias.spb.su); 14-я линия В.О., 39, Санкт-Петербург, 199178; р.т.: +7-812-328-3311.

**Шалдаев Сергей Евгеньевич** — д-р техн. наук, доцент, начальник управления военного института (научно-исследовательского), Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского (ВКА им. А.Ф. Можайского). Область научных интересов: радиолокация, радионавигация, построение и испытание сложных технических систем. Число научных публикаций — 100. [shs99@yandex.ru](mailto:shs99@yandex.ru); ул. Ждановская, 13, Санкт-Петербург, 197198; р.т.: +7(812) 347-95-59.

**Поддержка исследований.** Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 16-19-00199).

M.E. MINAKOV, B.V. SOKOLOV, S.E. SHALDAEV  
**INVESTIGATION OF CHARACTERISTICS AND OPTIONS FOR  
 THE APPLICATION OF THE NEAR-MOON SYSTEM FOR  
 HITTING ASTEROIDS**

---

*Minakov E.P., Sokolov B.V., Shaldaev S.E. Investigation of the Characteristics of the Near-Moon System for Hitting Asteroids.*

**Abstract.** The paper presents an analysis of the current state of research into the problems of the control of the asteroid hazard, which has shown the need to create a multilevel system for hitting asteroids. Mathematical models and characteristics of the near-moon system of damage to asteroids are developed and investigated. For a basic system consisting of a single interceptor spacecraft (ISC), estimates of the probabilities of asteroids are given, on the basis of which conclusions are made about the potential effectiveness of this system, and the main directions for further research are indicated. An original dynamic model for planning the application of the near-moon system of hitting asteroids by the ISC group is proposed. Approaches to the solution of problems of modeling and planning the application of this group based on the combined use of the mathematical apparatus of the modern theory of optimal control and operations research are analyzed and substantiated. The analysis also showed that the model-algorithmic support, developed for the present time, can be used not only for the near-moon but also for other levels of the proposed system for protecting the Earth from asteroids.

**Keywords:** asteroids hitting system, interceptor spacecraft, detachable part, nodal point, near-moon basing, application planning models.

---

**Minakov Evgeniy Petrovich** — Ph.D., Dr. Sci., professor, professor of effectiveness evaluation department, Mozhaisky Military Space Academy. Research interests: system analysis, provision of ballistic spacecraft, effectiveness of space complexes and systems. The number of publications — 200. ep.minakov12345@mail.ru; 13, Zhdanovskaya street, St.-Petersburg, 197198, Russia; office phone: +7(812)552-6341.

**Sokolov Boris Vladimirovich** — Ph.D., Dr. Sci., professor, Honored scientist of Russian Federation, deputy director for research, St. Petersburg Institute for Informatics and Automation of the Russian Academy of Sciences (SPIIRAS), professor, ITMO University (Saint Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics). Research interests: development of research fundamentals for the control theory by structural dynamics of complex organizational-technical systems. The number of publications — 560. sokol@iias.spb.su; 39, 14-th Line V.O., St. Petersburg, 199178, Russia; office phone: +7-812-328-3311.

**Shaldaev Sergey Evgenjevich** — Ph.D., Dr. Sci., assistant professor, head of department of military institute (scientific-research), Mozhaisky Military Space Academy. Research interests: radiolocation, radio navigation, construction and testing of complex technical systems. The number of publications — 100. shs99@yandex.ru; 13, Zhdanovskaya street, St.-Petersburg, 197198, Russia; office phone: +7(812) 347-95-59.

## References

1. Zaitsev A.V. Preventing catastrophic impact. *Room, The Space Journal*. 2014.
2. Minakov E.P., Sokolov B.V. [Investigation of the location and application of monoblock stationary ground-based asteroid weapons]. *Trudy SPIIRAN — SPIIRAS Proceedings*. 2016. vol. 5(48). pp. 182–197. (In Russ.).

3. Bashakov A. A., Pit'ev N. P., Sokolov L.L. [Features of the asteroid movement 99942 Apofis]. *Osobennosti dvizheniya asteroida 99942 Apofis — Astronomicheskij vestnik*. 2008. vol. 42. no. 1. pp. 20–29. (In Russ.).
4. [Threats from space]. *Ugrozy' iz kosmosa — Populyarnaya Mexanika*. 2010. vol. 9(95). pp. 31–46. (In Russ.).
5. Nazirov R.R., E'j-smont N.A. [Gravitational maneuvers as a way to direct small asteroids to a meetings trajectory with dangerous underground objects]. *Gravitacionny'e manevry' kak sposob napravit' maly'e asteroidy' na traektoriyu vstrechi s opasny'mi okolozemny'mi ob'ektami — Kosmicheskie issledovaniya*. 2010. vol. 48. no. 5. pp. 1–6. (In Russ.).
6. Sedyh R. [Treats from space are growing]. *Ugrozy' iz kosmosa rastut — Voennoe obozrenie*. 2013. Available at: <http://vpk-news.ru/> (access: 21.08.2017). (In Russ.).
7. Kolin K.K. [Global threats of civilization development in the XXI century] *Global'ny'e ugrozy' razvitiyu civilizacii v XXI veke — Strategicheskie priorityety*. 2014. vol. 1. pp. 12–17. (In Russ.).
8. Baklanov O. et al. [From asteroid and space danger The Earth will be protected by the Citadel] *Ot asteroidno-kosmicheskoy opasnosti Zemlyu zashhiti "Citadel" — Vozdushno-kosmicheskaya sfera*. 2017. vol. 1. pp. 90–95. (In Russ.).
9. Billings L. Words matter: A call for responsible communication about asteroid impact hazards and plans for planetary defense. *Space Policy*. 2015. vol. 33. pp. 8–12.
10. Kalinin V.N., Sokolov B.V. A dynamic model and an optimal scheduling algorithm for activities with bans of interrupts. *Automation and Remote Control*. 1987. vol. 48(1–2). pp. 88–94.
11. Bożek A., Wysocki M. Flexible Job Shop with Continuous Material Flow. *International Journal of Production Research*. 2015. vol. 53(4). pp. 1273–1290.
12. Dolgui A., Kovalev S. Min-Max and Min-Max Regret Approaches to Minimum Cost Tools Selection, 4OR: A Quarterly. *Journal of Operations Research*. 2012. vol. 10(2). pp. 181–192.
13. Dolgui A., Kovalev S. Scenario Based Robust Line Balancing: Computational Complexity. *Discrete Applied Mathematics*. 2012. vol. 160(13–14). pp. 1955–1963.
14. Korbut A.A., Finkel'shtejn Yu.Yu. *Diskretnoe programmirovaniye* [Discrete programming]. M.: Nauka. 1969. 368 p. (In Russ.).
15. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishhenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'ny'x processov* [Mathematical theory of optimum processes]. M.: Nauka. 1983. 392 p. (In Russ.).
16. Krylov I.A., Chernousko F.L. An algorithm for the method of successive approximations in optimal control problems. *Zh. Vychisl. Mat. Mat. Fiz.* 1972. vol. 12(1). pp. 15–38.
17. Ye H., Liu R. A multiphase optimal control method for multi-train control and scheduling on railway lines. *Transportation Research Part B: Methodological*. 2016. vol. 93. pp. 377–393.
18. Wang X., Disney S.M., Wang, J. Stability analysis of constrained inventory systems with transportation delay. *European Journal of Operational Research*. 2012. vol. 223(1). pp. 86–95.